0254-6124/2012/32(4)-560–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Tang Yi, Wu Meiping, Li Xian, Fu Xiaofeng. Orbit design of space-based visible sensor satellite for monitoring the objects in geosynchronous belt. *Chin. J. Space Sci.*, 2012, **32**(3): 560-566

天基可见光传感器卫星监视地球同步带目标的轨道设计

唐 毅 吴美平 李 显 付晓锋

(国防科学技术大学机电工程与自动化学院 长沙 410073)

摘 要 在分析地球同步轨道目标光学特性和位置特性的基础上, 确定了天基可见光 (Space-Based Visible, SBV) 传感器监视整个地球同步带目标的搜索栅栏位置以及搜索策略, 导出搜索栅栏与观测时间和观测次数之间的关系. 根据航天任务需求和 SBV 传感器特性, 确定了监视轨道的类型和参数约束条件, 给出了约束条件下监视轨道的选取范围, 并对其轨道观测效能进行仿真分析. 仿真结果表明, 通过适当选取监视轨道参数, 监视轨道对地球同步带的覆盖率均可达到 90% 以上. 如果 SBV 传感器视场达到 $4^\circ \times 4^\circ$ 以上或搜索栅栏宽度大于 40°, 其覆盖率高达 95% 以上.

关键词 空间监视, 地球同步带, SBV, Pinch points, 搜索栅栏

中图法分类号 V 556. 5

Orbit Design of Space-based Visible Sensor Satellite for Monitoring the Objects in Geosynchronous Belt

TANG Yi WU Meiping LI Xian FU Xiaofeng

(*College of Mechatronics Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha* 410073)

Abstract Based on the analysis of the optical and positional characteristics for geosynchronous objects, this paper motivates the location chosen for the search fence and the Space-Based Visible (SBV) sensor operating strategy. The relationship among the size of the search fence, the time required to search the fence region and the times of the observation is deduced firstly. Then, according to the requirement of the space mission and the characteristics of SBV sensor, this paper selected the surveillance orbit type and established the constraint conditions of the system parameters. Finally, the range of altitude for the surveillance orbit is provided on the constraint conditions, and the observational efficiencies of all possible surveillance orbits are simulated. The results of simulation indicate that the percentages of coverage for objects in geosynchronous belt of the surveillance orbits are above 90% when the orbital parameters are suitable. The percentages of coverage are above 95% when the field of view for SBV sensor is about $4^\circ \times 4^\circ$ or the size of the search fence is above 40°.

Key words Space surveillance, Geosynchronous belt, SBV (Space-Based Visible), Pinch points, Search fence

2011-03-28 收到原稿, 2011-11-03 收到修定稿

E-mail: tongygood@sohu.com

0 引言

随着外层空间航天器和空间碎片的不断增多, 空间目标之间发生碰撞的概率大大增加. 2009 年 2 月 10 日发生在西伯利亚上空的美俄卫星相撞事件有力地证明了这一点. 因此, 为了进一步监视空间, 避免空间目标相互碰撞, 必须增强空间态势感知能力. 空间监视系统作为空间态势感知系统最重要的组成部分, 其主要任务是对各种空间目标进行及时的探测、搜集、识别和跟踪. 空间监视系统按照不同监视平台可分为地基和天基空间监视系统, 按照不同观测设备可分为可见光、红外和微波雷达监视系统 [1−3].

地基空间监视系统由于不受体积和质量等限制, 大口径的光学望远镜可以得到很高的空间分辨率, 目前仍然是空间目标监视的主要手段. 但由于地域限制, 地基监视呈现出视场受限, 气象和大气扰动影响严重, 地球同步带目标识别能力不足等弊端, 难以实现对空间目标的连续观测、跟踪与精确的特征测量. 因此, 为了达到减少布站、扩大覆盖率、提高时效性的目的, 空间监视平台正逐步由地基向天基发展 [4−5]. 由于不同观测设备的作用范围与特性各不相同, 其观测对象也存在差别. 通常对于中低轨道目标, 可采用地基空间监视系统或天基红外监视系统进行监视和跟踪; 而对于高轨道目标, 特别是地球同步带目标, 选用 SBV 传感器比较合适. SBV 传感器具有两个独有的特性, 使得其非常适合监视地球同步带目标. 一是它的宽视场, 可实现同时监视多个目标. 另一重要特性是它可以监视整个地球同步带的所有在轨目标. 相比之下, 要实现对整个地球同步带的完全覆盖, 则需要至少 3 个地面站 [6].

由于天基空间监视系统可以极大地增强空间态势感知能力, 将成为空间目标跟踪与监视的重要发展趋势. 20 世纪末期以来, 美国、加拿大和俄罗斯等国开展了天基空间目标监视系统的研制, 部分系统还进行了飞行试验验证 [5], 中国也已经启动了相关课题的研究. 由于地球同步带目标主要由地球静止轨道卫星组成, 其相对地面不动, 地面站易于跟踪、测控, 所以通信卫星、广播卫星和气象卫星常选用这种轨道, 因此对这类卫星的监视要求显得更加迫切. 本文以 SBV 传感器实现对整个地球同步带的监视为研究目标, 设计了 SBV 传感器的运行轨道, 并对不同轨道的监视效能进行了仿真分析.

1 任务的特性分析

SBV 是凝视型传感器, 有两种工作模式. 首要工作模式为恒星跟踪模式, 被跟踪目标在焦平面上呈现拖尾现象, 而背景恒星呈点光源. 另一种工作模式为星历跟踪模式, 被跟踪目标位于焦平面的中心呈点状, 而恒星呈现拖尾现象 [7]. 由于地球同步带目标较多, 如果采用星历跟踪模式实现对整个地球同步带的监视任务, 将极大地降低传感器和星上数据处理器的工作效率 [6]. 地球同步带目标的轨道周期与地球自转周期相同, 对于目标轨道上的某特定天区, 目标每天必然会经过该区域一次, 因此, 只要连续监视该区域就必然能够探测到该目标. 由于大部分地球同步带目标都集中在赤道上空附近, 因此, 可以考虑在恒星跟踪模式下将 SBV 传感器指向赤道上某一特定区域, 通过 24 h 连续观测此区域, 即能实现对大部分地球同步带目标的监视任务, 这就相当于在赤道上空建立了一个搜索栅栏. 为进一步确定栅栏位置, 需要对地球同步带目标的光学特性及空间位置分布特性进行详细分析.

1.1 光学特性分析

根据光学基本原理, SBV 传感器成像必须保证观测目标被太阳照射. 由于黄赤交角约为 23.5°, 因此, 一般情况下太阳能够直射地球同步带目标. 但在春分和秋分前后, 由于太阳位置相当靠近赤道平面, 使得这段时间内, 地球同步带目标每天要经过一次地球的阴影, 此称为地球造成的日蚀 [8]. 地球日蚀出现在太阳运行到春分点或秋分点附近, 因此, 太阳位置在 J2000 坐标系下的赤经应该在 0° 或 180° 附近. 每个日蚀季节持续时间约为 46 d, 而太阳每天穿越的赤经约为 0.98°, 46 d 经过的赤经约为 45°. 因此, 对于地球同步带目标, 可以近似认为日蚀出现在赤经为 $-22.5° \sim 22.5°$, $-180° \sim -157.5°$ 和 $157.5° \sim 180°$ 范围内, 在选取搜索栅栏位置时应尽量避开这些区域.

空间目标碰到的由月球造成的日蚀与在地球上看到的日蚀原理基本相同 [8]. 月球日蚀相对地球日蚀, 其出现的频率较低, 因此, 这里在设计轨道时未加考虑.

太阳、监视卫星和目标三者之间的几何关系可采用观测相角来描述. 通常情况下, 为保护 SBV 传感器免受太阳光的破坏, 要使观测相角小于某一特定

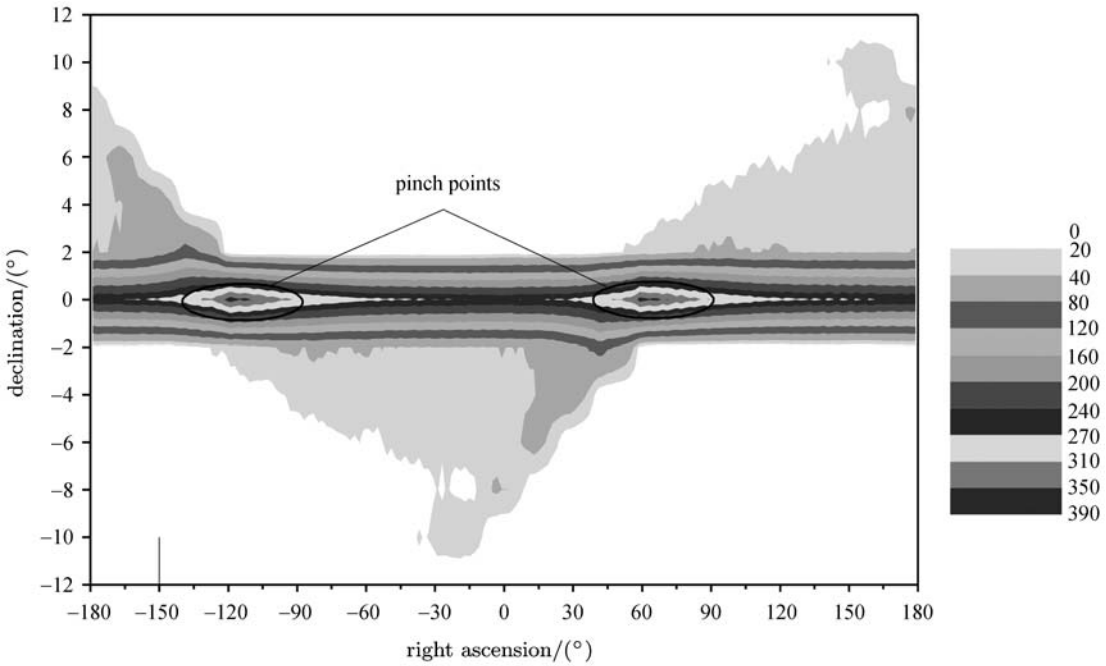


图 1 地球同步带目标 pinch points 区域 (色标数值表示该区域在一天内经过的地球同步带目标数量)

Fig. 1 Sketch map of geosynchronous pinch points region
(value of mark is the the number of geosynchronous objects crossing the region per day)

的上限值, 美国中段空间试验 (Midcourse Space eXperiment, MSX) 卫星搭载的 SBV 传感器能够达到的观测相角的上限值约为 100°[6].

1.2 位置特性分析

文献 [9] 对地球同步带目标的位置特性进行了详细分析, 并提出了 pinch points 区域的概念, 该区域是由地球同步带目标本身的特点而逐渐形成的. 图 1 给出了倾角 i 小于 15° 的 413 颗地球同步带目标在 2009 年 12 月 10 至 11 日一个轨道周期内赤经赤纬分布的密度. 其中最密集的两个区域即为 pinch points 区域, 其赤纬中心在 0° 附近, 赤经中心在 60° 和 −120° 附近. 大部分的地球同步带目标在一个轨道周期内都必经该区域.

为了更准确地描述 pinch points 区域范围, 可对上述目标中 $i > 0.5°$ 的地球同步带目标的升交点赤经 Ω 进行统计 (由于 i 较小的目标一个周期内的赤纬不会超出 pinch points 区域, 其始终会通过该区域), 如图 2 所示. 由图 2 可知, 地球同步带目标的 Ω 主要集中在 $30° \sim 90°$.

Ω 的长期变率可以表示为 [10]

$$\dot{\Omega}_{\rm sec} = -\frac{3J_2 a_{\rm e}^2}{2p^2} n \cos i. \tag{1}$$

其中, J_2 为引力位系数, $a_{\rm e}$ 为地球半径, p 为轨道半通经, n 为目标平均运动角速度. 由式 (1) 可知, $\dot{\Omega}_{\rm sec}$ 与 i 成反比. 对地球同步带目标而言, 当 $i = 0$ 时, $\dot{\Omega}_{\rm sec}$ 最大, 相当于 Ω 年变化 0.0855 rad. 因此, pinch points 区域在惯性空间内随时间的变化比较缓慢. 同时 pinch points 区域与日蚀区域不重合, 且存在两个赤经相差 180° 的 pinch points 区域, 其中总有一个

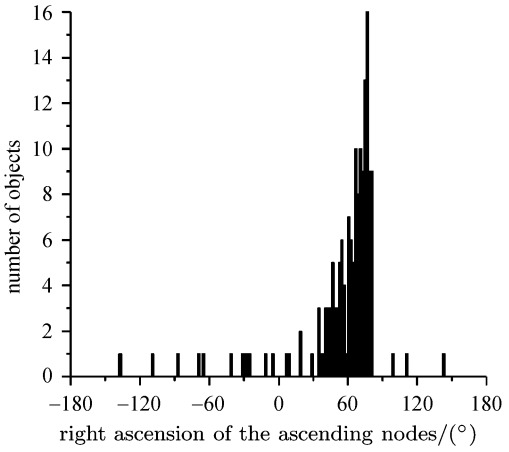


图 2 Ω 统计直方图 (不包括倾角小于 0.5° 的目标)

Fig. 2 Histogram of the Ω for geosynchronous objects
(inclinations less than 0.5° have been removed)

区域能够满足观测相角的要求, 因此, 可将搜索栅栏的位置设置在 pinch points 区域内.

2　SBV 传感器卫星轨道设计

通过任务特性分析, 已经确定了搜索栅栏的大致位置. 然而由于 pinch points 区域跨越的赤经范围达几十度以上, 而 SBV 传感器的视场通常仅为几度, 因此, 如果让 SBV 传感器一直指向 pinch points 区域内某一特定位置, 则搜索栅栏过小, 监视地球同步带目标数量有限. 同时, SBV 传感器受各种因素的影响, 也无法 24 h 不间断地监视搜索栅栏. 因此, 需要利用低轨卫星多圈观测的特点, 设计特殊的搜索策略以提高搜索栅栏大小和实现连续监视的能力.

2.1　确定轨道类型

为了设计任务轨道, 首先必须确定轨道类型. 天基空间监视系统的主要任务是利用 SBV 传感器监视空间目标, 因此, 为保持 SBV 传感器光学成像条件尽量一致, 可采用太阳同步轨道. 且当太阳同步轨道降交点在 06:00 LT 或 18:00 LT 时, 太阳光与轨道面夹角最大, 有利于探测目标 [11−12]. 同时, 受 SBV 传感器的限制, 监视卫星轨道高度 h 有一定的要求, 过低 SBV 传感器会受大气的影响且卫星寿命较短, 过高则会受到范艾伦带的影响 [13]. 因此, 不妨假设 $h \in [h_{\min}, h_{\max}]$.

2.2　搜索栅栏与搜索策略的约束

进一步需要确定搜索栅栏的大小和搜索策略来满足监视系统的性能要求. 文献 [9] 提出了一种利用监视卫星对搜索栅栏进行分片观测来实现对地球同步带完全覆盖的搜索模式, 并成功运用于 MSX 卫星. 但文献 [9] 并未给出如何根据 SBV 传感器参数和监视卫星轨道参数确定搜索栅栏的具体方法, 本文将在文献 [9] 的基础上进一步研究这种搜索策略.

分片观测搜索模式如图 3 所示, 搜索栅栏的赤经宽度为 $W_{\rm ra}$, 赤纬高度为 $W_{\rm d}$, 由 N 个片区组成. 片区大小等于 SBV 传感器的视场大小. 因此 $W_{\rm d}$ 等于 SBV 视场的高, 且 $W_{\rm ra} = w_{\rm s}N$, 其中 $w_{\rm s}$ 为 SBV 视场的宽. 地球同步带目标从右往左运行, 而 SBV 传感器从左至右进行成像观测. 因此离开搜索栅栏的目标将最先被观测到, 而刚进入该区域的目标则最后被发现 [14]. 同时, 只要保证本周期成像结束到下一周期成像开始之前的这段时间里未成像的地球同步带目标不会穿越搜索栅栏, 则经过多个周期的成像就能实现对地球同步带连续 24 h 的监视.

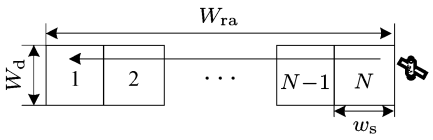


图 3　搜索模式示意

Fig. 3　Sketch map of the search pattern

假设片区观测时间为 τ (包括成像时间、数据处理时间和机动时间). 一次观测完成对整个搜索栅栏监视所需时间 $t_{\rm o} = N\tau$ 或 $t_{\rm o} = T - t_{\rm no}$, 其中 T 为 SBV 传感器卫星的轨道周期. 地球同步带目标通过搜索栅栏所需最大时间可近似表示为

$$t_{\rm c} \approx \frac{1440}{360} W_{\rm ra} = 4W_{\rm ra}. \tag{2}$$

其中, 本文涉及的时间参数单位均为 min, 赤经宽度单位为度.

则一次观测实际扫过地球同步带的经度 w 为

$$w = W_{\rm ra} + \frac{360\, t_{\rm o}}{1440} = W_{\rm ra} + \frac{t_{\rm o}}{4}. \tag{3}$$

要实现本周期成像结束到下一周期成像开始之前的这段时间里未成像的地球同步带目标不会穿越搜索栅栏, 需满足如下关系

$$t_{\rm no} \leqslant t_{\rm c}. \tag{4}$$

假设每次观测的起始时间的间隔等于 SBV 传感器轨道周期 T, 则相邻两圈观测地球同步带的经度差可表示为 $\Delta L = T/4$, 前后两次观测在经度上重叠区域的大小可表示为

$$\Lambda = w - \Delta L = w - \frac{T}{4} = W_{\rm ra} - \frac{t_{\rm no}}{4}. \tag{5}$$

设 $n_{\rm o}$ (为整数) 次观测即能覆盖地球同步带, 则 $n_{\rm o}$ 次观测的覆盖范围 W 满足如下条件:

$$W = wn_{\rm o} - \Lambda(n_{\rm o} - 1) \geqslant 360^\circ. \tag{6}$$

同时, 周期为 T 的轨道每天的运行圈数 n_T 可表示为 $n_T = 1440/T$. 如果要求 k 天内覆盖整个地球同步带, 则 n_T 和 $n_{\rm o}$ 必须满足如下条件:

$$kn_T \geqslant n_{\rm o}. \tag{7}$$

因此, 由式 (4)、式 (6) 和式 (7) 可得 T 必须满足如

下 3 个约束条件:

$$\begin{cases} T \leqslant 4W_{\mathrm{ra}} + t_{\mathrm{o}}, \\ T \geqslant \dfrac{1440 - 4W_{\mathrm{ra}} - t_{\mathrm{o}}}{n_{\mathrm{o}} - 1}, \\ T \leqslant \dfrac{1440k}{n_{\mathrm{o}}}. \end{cases} \tag{8}$$

由于地球同步带目标的运行周期为一个恒星日, 因此通常取 $k = 1$, 此时可略去第一个约束条件, 并将上述约束条件改写为

$$\frac{1440 - 4W_{\mathrm{ra}} - t_{\mathrm{o}}}{n_{\mathrm{o}} - 1} \leqslant T \leqslant \frac{1440}{n_{\mathrm{o}}}. \tag{9}$$

由式 (9) 可知

$$\frac{1440 - 4W_{\mathrm{ra}} - t_{\mathrm{o}}}{n_{\mathrm{o}} - 1} \leqslant \frac{1440}{n_{\mathrm{o}}}. \tag{10}$$

即

$$W_{\mathrm{ra}} \geqslant \frac{360}{n_{\mathrm{o}}} - \frac{t_{\mathrm{o}}}{4}. \tag{11}$$

此外, 因 h 与 T 是一一对应的, 故可将对 h 的限制转换为对 T 的限制, 则由式 (9) 可得

$$\begin{cases} T_{\min} \leqslant T \leqslant \dfrac{1440}{n_{\mathrm{o}}}, \\ \dfrac{1440 - 4W_{\mathrm{ra}} - t_{\mathrm{o}}}{n_{\mathrm{o}} - 1} \leqslant T \leqslant T_{\max}. \end{cases} \tag{12}$$

由式 (12) 可进一步确定 T 的范围.

2.3 系统参数的约束

以上给出了监视卫星和搜索策略各参数间的约束关系, 为了进一步确定这些参数, 需要根据实际情况对某些系统参数的选取范围进行适当约束, 如表 1 所示. 其中轨道高度的最小值设定为 580 km 是根据卫星寿命大于 5 年的假设而选定的, 考虑到范艾伦带的影响而将轨道高度限制在 1200 km 以下. τ 值是根据 MSX 卫星上 SBV 传感器参数而选定的.

表 1 参数约束条件

Table 1 Constraint conditions of parameter

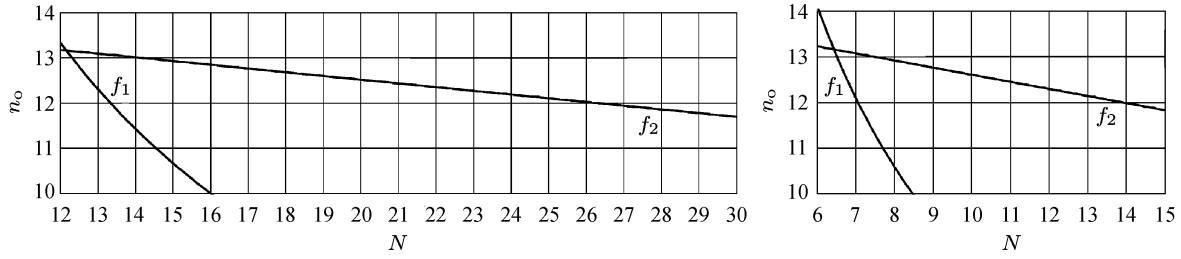
参数	范围
h/km	[580, 1200]
T/min	[96.3, 109.4]
τ/min	1
w_{s}/(°)	2 或 4
W_{ra}/(°)	[20, 60]

将上述约束条件带入式 (11) 和式 (12) 可确定 n_{o} 与 N 的取值范围, 如图 4 所示. 图 4 中 n_{o} 的上限由式 (12) 中的第一式确定, 下限由 f_1 和 f_2 共同确定, 即

$$\begin{aligned} &f_1\text{为} \quad n_{\mathrm{o}} \geqslant \frac{1440}{N(4w_{\mathrm{s}} + \tau)}, \\ &f_2\text{为} \quad n_{\mathrm{o}} \geqslant \frac{1440 - N(4w_{\mathrm{s}} + \tau)}{T_{\max}} + 1. \end{aligned} \tag{13}$$

其中, f_1 由式 (11) 导出, f_2 由式 (12) 的第二式导出. 考虑到 n_{o} 与 N 的整数特性, 其取值即为图 4 中可取范围内坐标网格交点对应的坐标值. 从图 4 中不难发现, n_{o} 只能取 12~14 之间的整数, N 的可取范围随 n_{o} 的增大而增多.

对于每一组 n_{o} 和 N, 由式 (9) 可确定其对应 T 的取值范围, 如图 5 所示. 对于每一个 n_{o}, 由式 (9) 可确定 T 的上限 T_{no}^{up} 和下限 T_{no}^{low}, 对于每一个 N, 其 T 的取值介于 T_{no}^{up} 和 T_{no}^{low} 之间, 例如图 5(a) 中线段 mn 表示当 $n_{\mathrm{o}} = 14$, $N = 20$ 时 T 的取值范围. 由于当 n_{o} 取 12 和 13 时, 其上限超过 $T_{\max}$, 故图 5 中以 $T_{\max}^{\mathrm{up}}$ 代替. 图 5(a) 中阴影区域表示 n_{o} 取值具有重叠性, 如区域 A 对应的 n_T 大于 14, 而当 $n_{\mathrm{o}} = 13$ 即能满足覆盖条件, 故此时 n_{o} 可取 13 或 14.



(a) $w_{\mathrm{s}} = 2°$ (b) $w_{\mathrm{s}} = 4°$

图 4 n_{o} 和 N 的取值范围

Fig. 4 Range of n_{o} and N

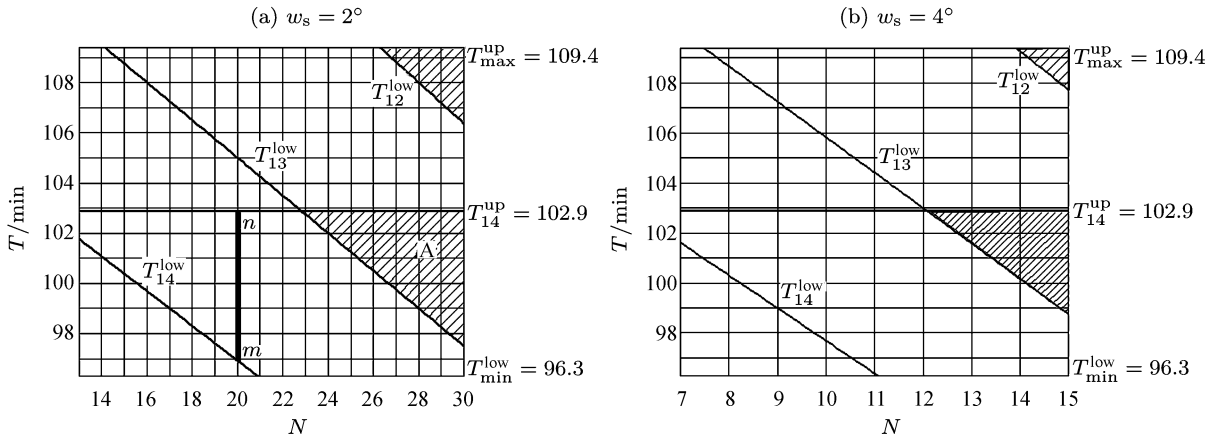


图 5　T 的取值范围

Fig. 5　Range of T

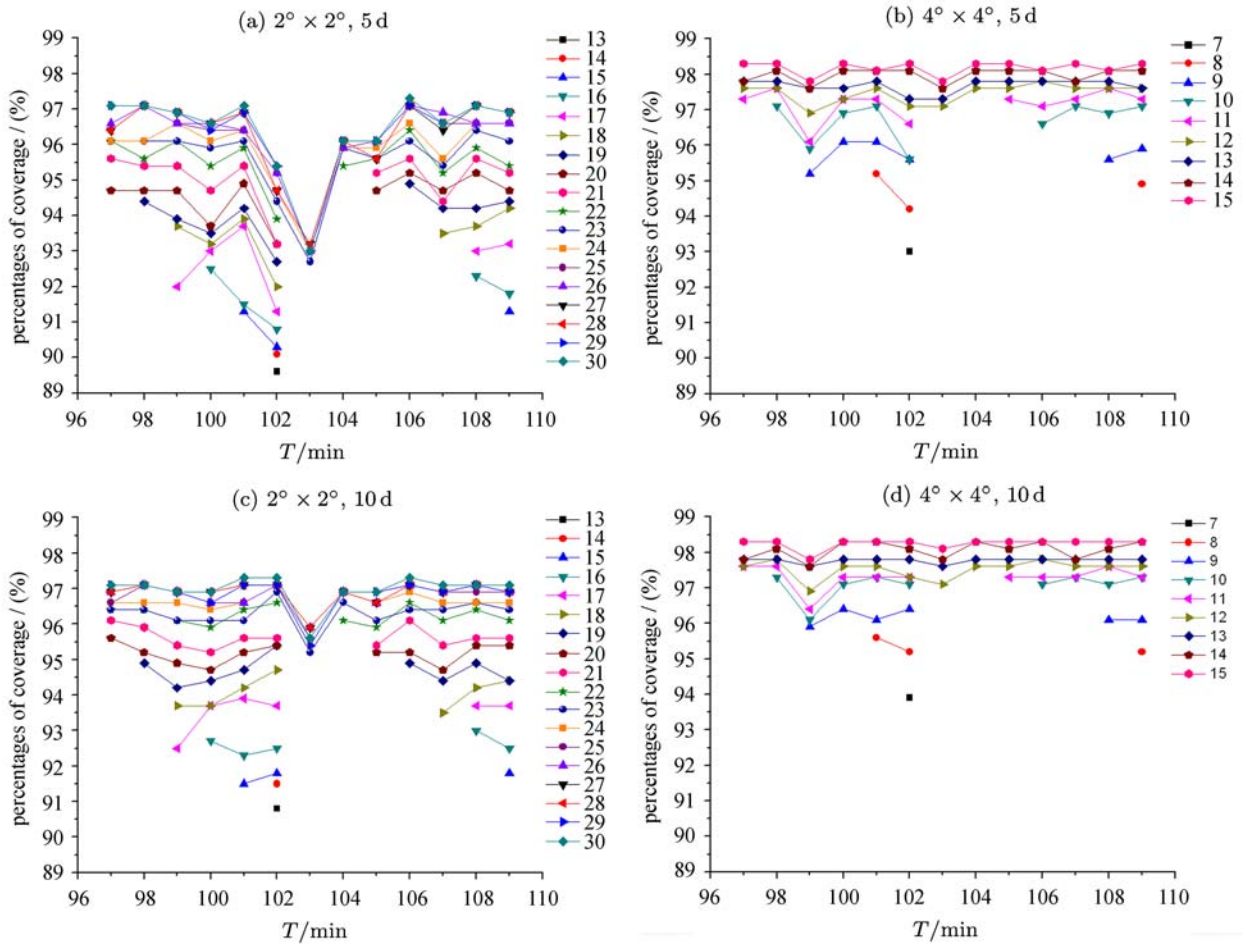


图 6　地球同步轨道目标覆盖率 (不同折线对应为 N 的不同取值)

Fig. 6　Percentage of coverage for geosynchronous objects (different polyline corresponds to different value of N)

3 观测效率分析

为了分析不同可选方案对地球同步带的观测效率, 对上述 413 颗地球同步带目标进行仿真, 并分别计算不同可选方案对这些地球同步带目标的覆盖率. 仿真历元为 2009 年 12 月 10 日, 仿真时间为 10 d. 图 6 分别给出了 SBV 传感器视场为 $2^\circ\times2^\circ$ 和 $4^\circ\times4^\circ$ 两种情况下, 观测时间分别为 5 d 和 10 d 时对地球同步带的覆盖率. 其中 T 的取值选择可取范围内的整数分钟, 图 6 中的折线对应不同 N 时 SBV 传感器对地球同步带的覆盖率.

由图 6 可知, 当 SBV 传感器视场为 $2^\circ\times2^\circ$ 时, 由于倾角较大的地球同步带目标只能通过部分搜索栅栏, 使得 T 在 103 min 左右对应的覆盖率相对较低, 且可选择的 N 也最少; 当 $N\geqslant20$ 时, 适当选取 T 可使地球同步带目标覆盖率达到 95% 以上, 最大覆盖率为 97% 以上; 10 d 时的覆盖率比 5 d 时有较大提高. 当 SBV 传感器视场为 $4^\circ\times4^\circ$ 时, T 在 103 min 左右对应的覆盖率也相对较低; 当 $N\geqslant8$ 时地球同步带目标覆盖率即可达到 95% 以上, 最大覆盖率可达 98% 以上; 10 d 时的覆盖率与 5 d 时相差不大.

图 6 表明, 可以将 T 的取值进一步缩小到 97~102 min 和 104~109 min 两个范围内. 轨道越高, $n_{\rm o}$ 也就越小, 如果 $n_{\rm o}$ 有冗余则能提高系统的抗干扰性. 因此, T 的最优选择为 97~102 min, 对应轨道高度为 615~850 km, 此范围内 $n_{\rm o}=14$, 且当 $W_{\rm ra}$ 较大时 $n_{\rm o}$ 有冗余.

4 结论

通过上述仿真分析可以得出结论. 监视轨道选择太阳同步轨道, 轨道高度约在 615~850 km 范围内, 降交点选在 06:00 LT 或 18:00 LT 为宜. 搜索栅栏赤纬中心在 0 附近, 赤经中心在 60° 或 −120° 附近, 需根据不同时间的观测相角确定, 具体大小必须通过权衡搜索时间和区域连续可见的总时间来确定. 欲使对地球同步带覆盖率达到 90% 以上, 则只需 SBV 传感器视场为 $2^\circ\times2^\circ$, $W_{\rm ra}\geqslant30^\circ$ 即可; 如果要求对地球同步带覆盖率达到 95% 以上, 则需要增大 SBV 传感器视场或搜索栅大小. 由于搜索策略的影响, 使得那些升交点赤经远离搜索栅栏且轨道倾角相对较大的目标始终无法被观测到. 因此在必要的时候, 还需要采用星历跟踪模式对这些目标实施观测.

参考文献

[1] Cefola P J, Alfriend K T. Sixth US/Russian space surveillance workshop [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006

[2] Liu Lei. Study on the Initial Orbit Determination of Space Targets with Space-based Surveillance [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. In Chinese (刘磊. 基于天基监视的空间目标测向初轨确定研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2009)

[3] Mission Brochure, Boeing Company. Space Based Space Surveillance: Revolutionizing Space Awareness [EB/OL]. 2010[2011]. http://www. boeing.com/defense-space/space/satellite/MissionBook.pdf

[4] Zhang Junhua, Yang Gen, Xu Qing, *et al.* Parameter simulation and analysis of space-based optical surveillance platform for space object [J]. *Opt. Tech.*, 2007, **34**:13-17. In Chinese (张俊华, 杨根, 徐青, 等. 空间目标天基光学监视平台的参数仿真分析 [J]. 光学技术, 2007, **34**:13-17)

[5] Li Jun. Research on Key Technologies of Space Objects Surveillance and Tracking in Space-based Optical Surveillance [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. In Chinese (李骏. 空间目标天基光学监视跟踪关键技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2009)

[6] Stokes G H, Braun C, Sridharan R, *et al.* The space-based visible program [J]. *Lincoln Lab. J.*, 1998, **11**:205 238

[7] Gaposchkin E M, Braun C, Sharma J. Space-based space surveillance with the space-based visible [J]. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 2000, **23**:148-152

[8] Soop E. Handbook of Geostationary Orbits [M]. Kluwer, Dordrecht, 1994

[9] Capelle K, Sharma J. Geosynchronous satellite orbit pattern: improvements to SBV geosynchronous belt search [C]//2000 Space Control Conference. 2000. 29-41

[10] Tapley B, Schutz B, Born G. Statistical Orbit Determination [M]. Amsterdam: Elsevier Academic, 2004

[11] Larson W, Wertz J. Space Mission Analysis and Design [M]. Segundo: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 3ed., 2005

[12] Boain R J. A-B-Cs of sun-synchronous orbit mission design [C]//AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, San Diego, California, 2004. 85-104

[13] Gao Xin, Yang Shengsheng, Niu Xiaole, *et al.* Space Radiation environments and dosimetry [J]. *Vac. Cryog.*, 2007, **13**(1):41-47. In Chinese (高欣, 杨生胜, 牛小乐, 等. 空间辐射环境与测量 [J]. 真空与低温, 2007, **13**(1):41-47)

[14] Sharma J, Stokes G H, Braun C, *et al.* Toward operational space-based space surveillance [J]. *Lincoln Lab. J.*, 2002, **13**:309-334